(مقالۀ پژوهشی)

بررسی تجربی تأثیر چیدمان عرضی برآمدگی‌های دوگانه بر بردار پیشرانش در نازل مافوق صوت همگرا-واگرا*

محمدرضا بابائیان[۱] محمد حججی[۲و۳]

چکیده در این پژوهش اثرات برآمدگی‌های دوگانه به‌عنوان یک روش جدید، کم‌هزینه و ساده در کنترل بردار پیشرانش در یک نازل همگرا-واگرا در رژیم مافوق صوت که عدد ماخ اسمی آن ۲ است، به‌صورت تجربی بررسی می‌شود. برآمدگی‌های مورد استفاده دو قطعه استوانه‌ای شکل است که جلوی جریان در قسمت واگرای نازل قرار داده می‌شود. این برآمدگی‌ها در موقعیت‌های ۸۰ درصد طول قسمت واگرای نازل از گلوگاه نازل به‌صورت عرضی و با زاویۀ ٤٥ درجه نسبت به یکدیگر نصب شده و به‌صورت هم‌زمان در مسیر جریان اعمال می‌شود. میدان جریان به‌وسیله تصویربرداری شلرین همراه با اندازه‌گیری تغییرات فشار روی دیواره‌های نازل انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد چیدمان عرضی برآمدگی‌های دوگانه در نازل می‌تواند زاویۀ بردار پیشرانش را تا ۳.۵ درجه در شرایط بررسی شده افزایش دهد. همچنین ضمن دستیابی به زاویۀ انحراف مشخص با نسبت نفوذ کمتر در مقایسه با استفاده از یک برآمدگی تا ۵.۵ درصد افت پیشرانش محوری را کم نمود.

واژه‌های کلیدی کنترل بردار پیشرانش؛ مافوق صوت؛ نازل همگرا- واگرا؛ برآمدگی؛ آیرودینامیک تجربی.

Experimental Investigation of the Influence of Transverse Dual protuberances on the Thrust Vector of a Supersonic C-D nozzle

M.R. Babaeyan M. Hojaji

Abstract *In this study, effects of the use of dual transverse protuberances (DTP) as a new, low cost and simple method in controlling the thrust vector in a C-D nozzle, whose nominal Mach number is 2, was investigated. The protuberances used are two cylindrical shapes that are placed in front of the flow in the divergence part of nozzle. Protuberances are installed in 80% of the length of the nozzle divergence section from nozzle throat, transversely and at a 45° angle to each other. The flow field was investigated by schlieren imaging, along with measuring the pressure distributions on the nozzle walls. The results show that using the DTP in the nozzle can increase the angle of the thrust vector to 3.5 degrees in the examined conditions. Also,it can be achived in compare to using a single protobrance with lower thrust loss up to 5.5%.*

Key Words TVC, C-D Nozzle, Supersonic Flow, Protuberance, Experimental Aerodynamics.

★تاریخ دریافت مقاله ۹۸/۵/۱۵ و تاریخ پذیرش آن ۹۹/۲/۳ می‌باشد. DOI: 10.22067/fum-mech.v31i1.82370

(۱) دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

(۲) نویسندۀ مسئول: استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

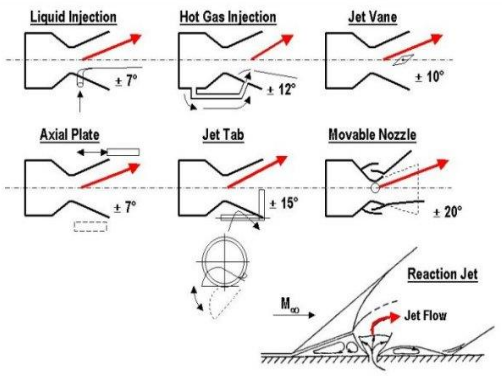
Hojaji_m@pmc.iaun.ac.ir

(۳) استادیار، مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران

مقدّمه

جهت کنترل کردن اشیاء پرنده از روش‌های کنترل نامتعارف و کنترل متعارف استفاده می‌شود. در روش کنترل متعارف، دم، بال و کانارد به کار برده می‌شود. برای کنترل غیرمتعارف، از روش تزریق ثانویّه، نازل متحرک، پره کنترل متحرک استفاده می شود. این روش‌ها، ازجمله روش‌هایی هستند که برای کنترل بهتر در زمان ناچیز بودن نیروهای آیرودینامیکی استفاده می شود. بعلاوه، پاسخ به فرمان ها در سیستم هایی که از روش کنترل بردار پیشرانش استفاده می کنند، سریع‌تر است. لذا، استفاده از این روش‌ها مورد توجّه افراد زیادی قرار گرفته است. همان طور که اشاره شد، از روش های غیرمتعارف مختلفی تاکنون استفاده شده که می‌توان به روش‌های همچون نازل‌های متحرک، استفاده از چند نازل، تزریق ثانویّه و روش های تداخلی اشاره نمود. در شکل (۱) بعضی از این روش‌ها نشان داده شده است [1].

در سال ۱۹٦۵ اوّلین تحقیقات تجربی در مورد کنترل بردار پیشرانش توسط ریچارد گوس انجام شد [2] که نشان داد با افزایش فشار سکون جریان ثانویّه موج ضربه‌ای، جدایش جریان را به سمت بالادست هدایت کرده و باعث تغییر در بردار پیشرانش می‌شود.



شکل «۱»: شمایی کلی از روش‌های کنترل بردار پیشرانش [1]

در سال ۱۹۹٦ دیناگاران و همکارانش به مقایسه بین حل معادلات اویلر و معادلات ناویر استوکس برای تحلیل جریان درون نازل با پاشش ثانویه پرداختند [3]. در این پژوهش میدان جریان پاشش گاز از یک جت صوتی به درون قسمت واگرای یک نازل همگرا-واگرای دوبعدی به صورت عددی بررسی شده است. نتایج نشان داد که حل معادلات ناویر استوکس، ساختار جریان و توزیع فشار را در نزدیکی مجرای پاشش در مقایسه با نتایج تجربی به‌خوبی نشان می‌دهد.

در سال ۲۰۰٦ لی درباره ویژگی‌های یک سیستم تزریق دوگانه در یک توربوشارژر، روند کلی ویژگی‌های مخلوط کردن سیستم تزریق دوگانه و یگانه را به روش عددی مورد بررسی قرار داد [4]. نتایج نشان داد خصوصیات یک سیستم تزریق دوگانه بسیار متفاوت از تزریق یگانه است. جریان ورودی عقب به‌شدّت تحت تأثیر انسداد قرار گرفته و به علّت شتاب جریان تزریق جلو، گسترش و نفوذ زیادتری نسبت به جریان تزریق از جلو دارد.

در سال ۲۰۰۷ آنانتشا و همکارانش به تحقیق در مورد پارامتری کنترل بردار موج ضربه‌ای برای بردار پیشرانش به‌صورت عددی پرداختند [5]. در این پژوهش، مطالعه پارامتری روی عرض شکاف و محل شکاف در ناحیهٔ واگرای نازل انجام شد. با جابجا کردن محل تزریق به نزدیک خروجی نازل در بخش واگرا، زاویهٔ بردار افزایش یافته که این نتیجه برای محدودهٔ نسبت دبی (دبی تزریقی به دبی اصلی) بین۰/۳۵ تا ٦ درصد حاصل شده است. با افزایش دبی تزریق هم در حالت سه‌بعدی و هم در حالت دوبعدی انحراف بردار پیشرانش افزایش می‌یابد و در یک نرخ تزریق ثابت با افزایش پهنای شکاف به خاطر کاهش مومنتم، زاویهٔ پیشرانش کم می‌شود.

در سال ۲۰۱۰ شین و همکارانش محاسبات کنترل بردار پیشرانش را با استفاده از نازل دو گلوگاه مورد بررسی قرار دادند [6]. همچنین، با ایجاد یک سوراخ در گلوگاه بالادست برای تزریق جریان ثانویّه به‌صورت دوبعدی شبیه‌سازی عددی شده است. بر اساس نتایج

اثر کنترل بردار پیشرانش از نظر ضریب پیشرانش و ضریب تخلیه مورد پژوهش قرار گرفته است.

شبیه‌سازی عددی بردار پیشرانش سیّال در نازل مافوق صوت متقارن در سال ۲۰۱٤ توسط دنگ و همکارانش مورد پژوهش قرار گرفت [7]. در آن تزریق گاز ثانویّه به یک نازل مافوق صوت متقارن تحت فشار اتمسفر استاندارد برای به دست آوردن عملکرد کنترل بردار پیشرانش بررسی شد. یک مدل تحلیلی بر اساس جریان تزریق ثانویّه عرضی ایجاد و عددهای ماخ متفاوت در موقعیت‌های مختلف تزریق به دست آمد. عامل کنترل بردار موج ضربه‌ای نسبت فشار داخل نازل است.

کنترل بردار پیشرانش موج ضربه‌ای در یک نازل مافوق صوت مخروطی متقارن از طریق تزریق گاز ثانویّه عرضی [8] توسط زدمیجانویک و همکارانش در سال ۲۰۱٤ مورد بررسی قرار گرفته است که در آن تزریق گاز ثانویّه عرضی به جریان مافوق صوت در یک نازل متقارن همگرا-واگرا مورد مطالعه قرار داده شده است. نتایج نشان داده است که نسبت تزریق ثانویّه به نسبت دبی جرمی اوّلیّه حدود ۵ درصد تغییر بردار پیشرانش ممکن مربوط به نیروهای جانبی باشد. موقعیت تزریق ثانویّه و ایجاد یک هندسه قوی، بر روی کنترل بردار موج ضربه‌ای تأثیرگذار است.

دنگ و همکارانش در سال ۲۰۱٦ شبیه‌سازی گردابه بزرگ برای کنترل بردار موج ضربه‌ای را با استفاده از عبور جریان بای پس [9] مورد بررسی قرار دادند که در آن از پدیده‌های ناپایدار برای کنترل برداری موج ضربه‌ای در فضای سه‌بعدی بهره گرفته شده است. خصوصیات ناپایدار از روش کنترل بردار موج ضربه‌ای در نسبت فشارهای مختلف نازل بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد برای رسیدن به کنترل بردار موج ضربه‌ای با طیف وسیع از نسبت جریان بای پس کمتر از ۷% مورد نیاز است.

در سال ۲۰۱٦ کنگ و همکارانش به مطالعه عددی در نازل نامتقارن با یک صفحه فوقانی متحرک پرداختند [10]. این پژوهش بر اساس پدیده گذرا از یک جت مافوق صوت است. جریان اصلی خروجی از نازل همگرا- واگرا توسط دیوارهٔ فوقانی نازل که با حرکات خاص به عقب و جلو جابجا می‌کند انحراف پیدا کرده است. نتایج حاصل شده انحراف زاویهٔ بردار پیشرانش را نشان می‌دهد که با داده‌های تجربی اعتبار سنجی شد و مطابقت قابل قبولی داشتند.

بررسی تجربی اثرات تزریق ثانویّه بر بردار پیشرانش در یک میکرو نازل همگرا-واگرا در سال ۲۰۱٦ توسط سالمی و همکارانش انجام شد [11]. در این پژوهش به بررسی اثرات تزریق ثانویّه بر بردار پیشرانش دریک میکرو نازلِ همگرا-واگرا به‌صورت تجربی پرداخته شده است. به این منظور نیروی جانبی، زاویهٔ بردار پیشرانش، نیروی پیشرانش و میدان جریان در پشت نازل در فشارهای تزریق مختلف و در حالت بدون تزریق بررسی شده است. نتایج به‌دست‌آمده، با تزریق ثانویّه در فشارهای مختلف، نیروی پیشرانش تغییر قابل‌توجّهی نداشته ولی نیروی جانبی به میزان چشمگیری تغییر کرده است.

در سال ۲۰۱٦ صالحی‌فر و همکارانش به بررسی عددی تزریق ثانویّه گاز داغ بر کنترل بردار پیشرانش و بر مشخصات میدان جریان پرداختند [12]. نتایج این شبیه‌سازی با نتایج آزمایشگاهی صحت سنجی شده است بررسی‌ها نشان می‌دهد که افزایش قدرت تزریق منجر به کاهش ضریب تقویت می‌شود. همچنین، نشان داده شده که در تزریق گاز داغ با افزایش قدرت تزریق در محدودهٔ مجاز تزریق، راندمان کاهش می‌یابد. در نتیجه تزریق دوگانه نمی‌تواند راندمان این روش را افزایش دهد و فقط کمک می‌کند که گاز بیشتری بدون موج ضربه‌ای تزریق کند و نیروی پیشرانش را افزایش دهد.

در سال ۲۰۱۷ مختاری و همکارانش به بررسی تجربی تأثیر برآمدگی بر بردار پیشرانش در میکرو نازل همگرا- واگرا پرداختند [13]. در این پژوهش میدان جریان در پایین‌دست جت خروجی از نازل در چند مقطع در دو حالت با و بدون برآمدگی اندازه‌گیری شده است. نتایج نشان می‌دهد که برآمدگی زاویهٔ بردار تراست را به مقدار ۲/۳ درجه تغییر داده است.

لای و همکارانش در سال ۲۰۱۷ به بررسی بردار پیشرانش سیّال در نازل با زاویهٔ پیچ و گشتاور پرداختند [14]. عملکرد بردار پیشرانش سیّال با زاویهٔ پیچ بسیار وابسته به مکان تزریق است. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که نیروی گشتاور وارده، پارامتری است که مستقل از مکان است.

مختاری و همکارانش در سال ۲۰۱۹ اثر یک برآمدگی استوانه‌ای شکل بر بردار پیشرانش را در یک جت مافوق صوت به‌عنوان یک روش جدید در کنترل بردار پیشرانش مورد بررسی قرار دادند [15, 16]. نتایج نشان داد که هر چه میزان ارتفاع برآمدگی‌ها بیشتر باشد موج ضربه‌ای‌های قوی‌تری ایجاد شده و به دیوارهٔ مقابل برخورد می‌کند. با افزایش میزان ارتفاع برآمدگی‌ها، برخورد موج ضربه‌ای با دیواره، باعث انحراف مسیر جت می‌شود.

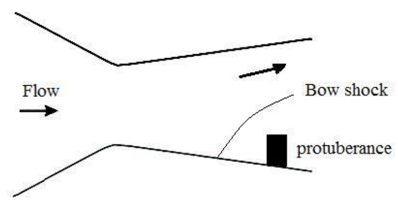
بابائیان و همکاران در سال به بررسی تجربی اثرات میزان نفوذ برآمدگی‌های دوگانه متقابل بر بردار پیشرانش یک نازل همگرا-واگرا در رژیم مافوق صوت پرداختند [17]. در این پژوهش برآمدگی‌ها در موقعیت‌های ٦٠ و ۹۰ درصد طول قسمت واگرای نازل از گلوگاه نازل نصب شده‌اند و به‌صورت هم‌زمان در مسیر جریان اصلی اعمال می‌شود. برآمدگی‌ها در حالت متقابل و روبروی هم بر دیوارهٔ نصب شده و اثرات تغییر نسبت میزان نفوذ برآمدگی‌ها بر زاویهٔ بردار پیشرانش و مؤلفه‌های بردار پیشرانش با اندازه‌گیری نیروهای وارد بر نازل به‌دست‌آمده است. همچنین، میدان جریان نیز به‌وسیله تصویربرداری شلرین و اندازه‌گیری تغییرات فشار روی دیواره‌های نازل اندازه‌گیری شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که استفاده از برآمدگی‌های دوگانه متقابل می‌تواند بر زاویهٔ بردار پیشرانش تأثیر چشمگیری داشته باشد و زاویهٔ بردار پیشرانش را تا ٤/۳۵ درجه نیز در شرایط بررسی شده افزایش دهد.

شرفی و همکاران در سال ۲۰۲۰ به بررسی تجربی اثر حضور و هندسه مانع در میکرونازل همگرا-واگرا بر روی بردار پیشران و جت خروجی پرداختند [18]. نتایج حاصل از این تحقیق نشان می‌دهد بیشترین مقدار انحراف، مربوط به مانع با هندسه مکعبی شکل است که برابر ۲/۱ درجه است. همچنین در هندسه‌هایی که دارای گوشه‌های تیز هستند، موج ضربه‌ای شکل گرفته قوی‌تر بوده و به دیوارهٔ مقابل برخورد می‌کند. در این تحقیق، موج ضربه‌ای شکل گرفته با مانع مکعبی و استوانه‌ای به دیوارهٔ مقابل برخورد کرده اما برای موانع کروی و مخروطی شکل، موج ضربه‌ای از دهانه نازل خارج می‌شود.

مرور پژوهش‌های قبلی در زمینه کنترل بردار پیشرانش، نشان می‌دهد که بیشتر این بررسی‌ها با استفاده از روش تزریق ثانویّه در قسمت واگرای نازل صورت گرفته است. مزیت این روش کاربرد آسان آن نسبت به سایر روش‌های دیگر ارائه شده در شکل (۱) است. در این تحقیق تلاش شده تا از برآمدگی‌های استوانه‌ای شکل که در قسمت واگرای نازل در مسیر جریان اعمال شده است، جهت کنترل جت خروجی از نازل استفاده شود. عملکرد این روش همان‌طور که در [15] اشاره شد، مشابه روش تزریق ثانویّه است. با این تفاوت که از نظر اعمال آن بسیار ساده و از نظر هزینه نیز کم است. در این تحقیق اعمال دو برآمدگی به‌طور هم‌زمان مورد بررسی قرار گرفته است. این دو برآمدگی در کنار هم در یک راستا بر روی دیوارهٔ داخلی نازل با فاصله متفاوت از انتهای نازل اعمال شده است. همچنین، در چند مرحله با تغییر میزان ارتفاع

برآمـدگی‌هـا در جریـان، تغییـرات توزیـع فشـار روی دیوارهٔ نـازل، نیروهـای وارده بـر آن و میـزان انحـراف جریان خروجـی آن را از طریـق آشکارسـازی جریـان (شلرین) مورد بررسی شده است.

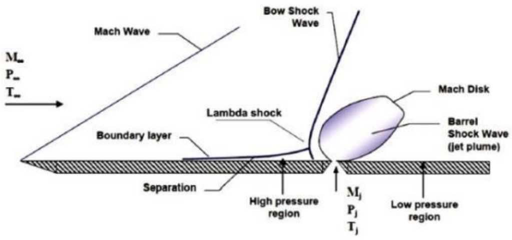
فیزیک جریان در رویکـرد کنتـرل بـردار پیشـرانش توسط موج ضربه‌ای‌های ایجاد شده. پیشـرانش یـک جت به دلیل سیّال خروجی است که از نازل با سـرعت بالا تخلیه می‌شود. استفاده از برآمدگی‌هـای اسـتوانه‌ای در روش کنترل بـردار پیشـرانش توسـط برآمـدگی، در قسمت واگرای نازل، باعث جـدا شـدن لایـه مـرزی از دیواره می‌شود. این مـوج ضـربه‌ای‌هـا باعـث انحـراف جریان اصلی می‌شود. در شـکل (۲) بـه‌طـور شـماتیک نشان می‌دهد که اعمال برآمدگی در مسیر جریان مافوق صوت به‌عنوان یک مانع عمل کـرده و باعـث تغییـر در حرکت جریان می‌شود.



شکل «۲»: شمایی از موج ضربه‌ای خمیده و انحراف جریان در نازل.

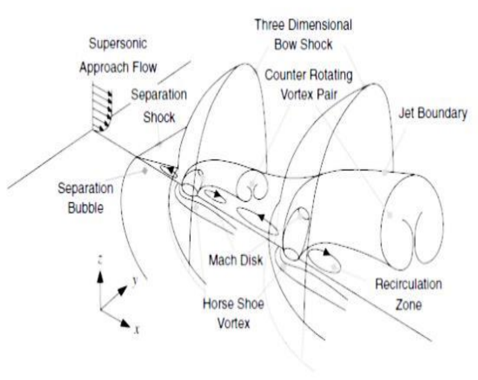
این رفتار همانند رفتار جریان در حالتی اسـت کـه در نازل تزریق ثانویّه وجود دارد. با تخلیه جریان ثانویّه در جریان اصلی نازل ممکن است موج ضـربه‌ای‌هـایی در جلوی محل تزریق شکل بگیرد. علّت اصلی تشکیل این موج ضربه‌ای‌ها که به لاندا مـوج ضـربه‌ای و مـوج ضربه‌ای خمیده معروف هستند، اثرات انسدادی جت و همچنین ماهیت تبعیض‌آمیز جریان مافوق صوت است.

این موج ضربه‌ای‌هـا موجـب تغییـر شـدید فشـار استاتیک بر روی بدنه می‌شـود. ایـن تغییـر فشـار روی بدنه یکی از عوامل ایجاد نیروی جانبی در نازل اسـت. البته موج ضربه‌ای ایجاد شده باعث تغییر زاویهٔ جریـان نیز می‌شود که این می‌تواند به‌عنوان عامل دوم در تغییر زاویهٔ بردار پیشرانش نـازل شـود [19 ,14]. شـکل (۳) میدان جریان ناشی از تزریـق جـت در جریـان مـافوق صوت را به‌صورت شماتیک نشان می‌دهد.



شکل «۳»: شماتیک الگوی جریان در تزریق ثانویّه [19].

در تزریق دوگانه در نازل، به‌جای یک تزریق جت قوی از دو تزریق جت ضعیف‌تر استفاده شده که باعث می‌شود موج ضربه‌ای‌های قوی شکل گرفته که ممکـن اسـت بـا دیـوارهٔ مقابـل برخـورد کننـد و باعـث افـت پیشرانش اصلی گردد، به موج ضربه‌ای‌های ضـعیف‌تـر تبدیل شود. در این روش توزیـع فشـار در دو نقطـه از نازل تغییر می‌کند [4]. سیستم تزریق دوگانه افت فشـار سکون بیشتری نسبت به تزریـق تـک‌گانـه دارد. شـکل (٤) تزریق دوگانه و ایجاد موج ضـربه‌ای‌هـا در میـدان جریان را نشان می‌دهد.

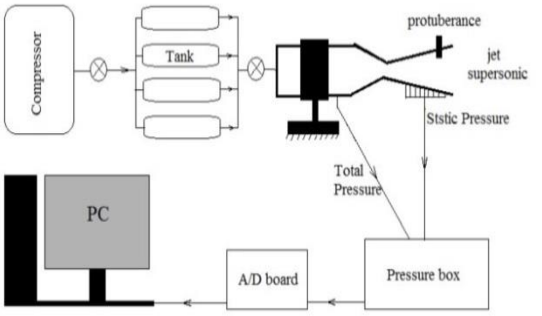


شکل «٤»: میدان جریان در تزریق دوگانه [4]

به نظر می‌رسد با ایجاد دو برآمدگی همانند تزریق دوگانه و ایجاد افزایش فشار در دو نقطه می‌توان به کنترل بهتر بردار پیشرانش که ناشی از توزیع فشار روی سطح است دست یافت. به نظر می‌رسد توزیع فشار در دو نقطه مختلف می‌تواند بردار پیشرانش را بهتر کنترل کند. همچنین می‌توان موج ضربه‌ای‌های خمیده شکل گرفته قوی را، به چند موج ضربه‌ای ضعیف‌تر تبدیل کرد تا نیروی اعمال شده به دیوارهٔ مقابل را کاهش دهد و نیروی پیشرانش مرکزی افت کمتری داشته باشد.

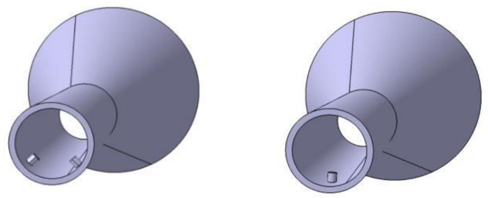
تنظیمات و تجهیزات آزمایشگاهی

در این تحقیق جهت بررسی اثرات چند برآمدگی بر بردار پیشرانش، یک سیستم آزمایشگاهی تهیه شده که در شکل (۵) نشان داده شده است. این سیستم شامل یک مخزن هوای فشرده، کمپرسور، نازل و دیگر تجهیزات اندازه‌گیری و مشاهده جریان است. فشار کل جریان که از محفظه آرامش اندازه‌گیری شده است در همه آزمایش‌ها ثابت در نظر گرفته شده و (NPR=6.6) است. تصاویر شلرین، نیروی پیشرانش، فشار دیوارهٔ نازل، در چند حالت با ارتفاع نفوذ برآمدگی $H/D^* = 0.1, 0.2, 0.3, 0.4$ اندازه‌گیری و ثبت می‌شود. H ارتفاع نفوذ برآمدگی و D^* قطر گلوگاه نازل است.

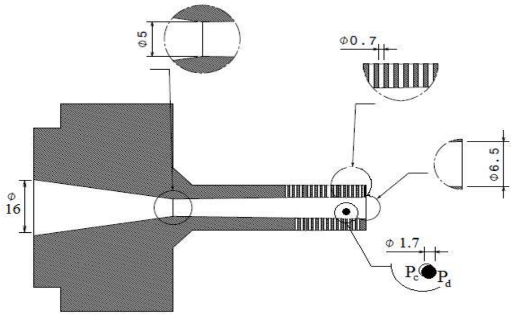


شکل «۵»: شماتیک تجهیزات آزمایش.

نازل. برای ایجاد جریان مافوق صوت از یک نازل همگرا- واگرا با عدد ماخ اسمی ۲ استفاده شده است. نازل طوری طراحی شده که از قسمت انتهایی به محفظه آرامشی که تحمل هوا با فشار ۳۵ بار را دارد، متصل می‌شود. قطر ورودی نازل ۱٦ میلی‌متر، قطر گلوگاه نازل ۵ میلی‌متر، قطر خروجی ٦/۵ میلی‌متر است. طول قسمت واگرای نازل ۵۰ میلی‌متر است. تعدادی سوراخ با قطر ۰/۵ میلی‌متر روی دیوارهٔ نازل برای بررسی فشار در دو طرف دیوارهٔ نازل طراحی شده است که سوراخ‌ها با فواصل ثابت از هم ایجاد شده و با طول واگرای نازل بی‌بعد شده است. برآمدگی‌های مورد استفاده قطعه استوانه‌ای شکل به قطر ۱/٦ میلی‌متر است که جلوی جریان در قسمت واگرای نازل قرار داده می‌شود. این برآمدگی‌ها در حالت دوم به‌صورت هم‌زمان در دو موقعیت مختلف به‌صورت شعاعی با زاویهٔ ٤۵ درجه در مسیر جریان اصلی در چهار میزان نفوذ مختلف در نازل اعمال می‌شود. سوراخ‌های محل نصب برآمدگی‌ها در فاصله ۸۰ درصدی از گلوگاه نازل نصب شده است. در شکل‌های (٦ و ۷) موقعیت سوراخ‌های فشار و محل نصب برآمدگی‌ها نشان داده شده است.



شکل «٦»: موقعیت برآمدگی‌های دوگانه و تکی در نازل.



شکل «۷»: شماتیک برش خورده نازل همگرا-واگرا.

سنسورهای فشـار. حسـگرهای انـدازه‌گیـری از نـوع ترافاگ است. این سنسـورها در ظرفیـت‌هـای مختلفـی برای اندازه‌گیری فشار می‌باشند. این سنسورها قادر بـه انـدازه‌گیـری فشـارهای منفـی نیـز مـی‌باشـند. قبـل از اندازه‌گیری فشار، سنسورها کالیبره می‌شوند.

در جعبه سنسورهای فشار تعداد ۱۰ عدد سنسـور با ظرفیت‌های مختلفی تعبیه‌شده که ۵ عدد از سنسورها دارای ظرفیت ۱- تا ۱۰ بار،٤ عدد سنسـور بـا ظرفیـت ۱- تا ٤ بار و یک عدد سنسور بـا ظرفیـت ۰ تـا ٦ بـار مـورد اسـتفاده قـرار گرفتـه اسـت (شـکل ۸). دقّـت سنسورها ۰/۱ درصد مقیاس کلی است.

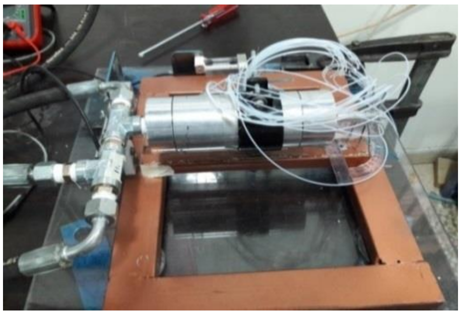
میز نیرو. در این پژوهش برای انـدازه‌گیـری نیروهـای محـوری و جـانبی وارد بـر نـازل از یـک میـز نیـروی دومؤلفه‌ای استفاده شده است. بدین منظور یک لودسل ۳۰۰ گرمی در جهت جانبی برای اندازه‌گیری نیروهـا و یک لودسل ۲۵۰۰ گرمی در جهت محور نـازل بـه میـز نیـرو متصـل شـده اسـت. بـرای انـدازه‌گیـری نیـروی پیشرانش و جانبی، نازل روی پایه نصـب شـده اسـت. ابتدا میز نیرو بـا اعمـال نیروهـای مختلـف در زوایـای متفاوت کـالیبره شـده اسـت. در شـکل (۹) میـز نیـرو مشاهده می‌شود. دقّت کلی میـز نیـرو در جهـت X, Y کمتر از ۰/۵ درصد مقیاس کلی است که این افزایش به دلیل وجود اثرات تداخلی و کوپل شدن دو لودسـل بـه یکدیگر است.

کـارت داده‌بـرداری. در ایـن پـژوهش یـک کـارت داده‌بـرداری Advantech مـدل USB 4711A مـورد استفاده قرار گرفته است این کـارت داده‌بـرداری دارای ١٦ کانال ۱۲ بیتی اسـت کـه بـه کـامپیوتر وصـل شـده است.



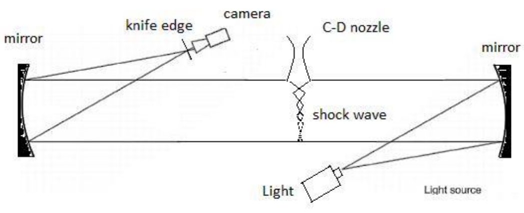
شکل «۸»: تصویر جعبه سنسورهای فشار.

حسگرهای فشار و لودسل‌های به کار رفته در ایـن پژوهش به کارت داده‌برداری متصل شده‌اند. داده‌هـا از معدل‌گیری ۱۰۰ نمونـه در زمـان یـک ثانیـه اسـتخراج می‌شود.



شکل «۹»: تصویر میز نیروی دومؤلفه‌ای.

شلرین. سیستم شلرین شامل منبع نور، آینه‌های مقعـر، تیغه و دوربین تصویربرداری است. در ایـن سیسـتم از نور سفید استفاده می‌شـود و نـور انعکاسـی توسـط دو آینه که از لبه تیغـه عبـور مـی‌کنـد، مستقیماً روی لنـز دوربین افتاده تصویربرداری می‌شـود. ایـن تصـاویر بـا استفاده از دوربین ثبت می‌شوند. شـکل (۱۰) شـماتیک تنظیمات تصویربرداری شلرین در آزمایشـگاه را نشـان می‌دهد.

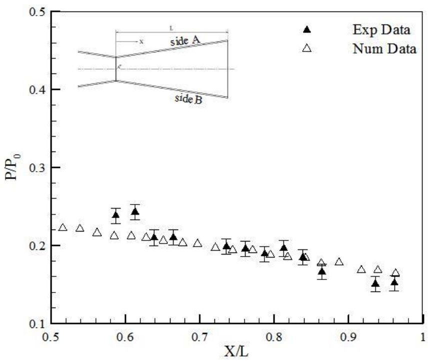


شکل «۱۰»: شماتیک سیستم شلرین.

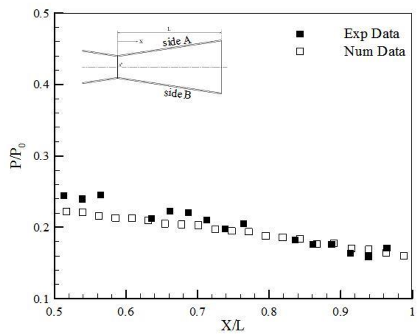
نتایج و بحث

ارزیابی نازل بدون وجود برآمدگی. برای ارزیابی داده‌های تجربی، ابتدا توزیع فشار روی دیوارهٔ نازل مورد بررسی قرار گرفت. بدین منظور سوراخ‌هایی که روی دیوارهٔ نازل است با استفاده از اتصالات هوای فشرده به حسگرهای فشار متصل شده است. در محفظه آرامش فشار ثابت و برابر (NPR=7.8,6.6) است. نازل بدون برآمدگی تست و تغییرات فشار و عدد ماخ در طول نازل بررسی شد. فشار استاتیک روی دیوارهٔ با فشار کل ورود به نازل بی‌بعد شده است (P/P_0). محل نقاط اندازه‌گیری شده فشار روی دیوارهٔ نازل نیز با طول کل قسمت واگرای نازل بی‌بعد شده‌اند (X/L). در شکل (۱۱) تغییرات فشار استاتیک بر روی دیواره‌های نازل را نشان می‌دهد. با توجّه به خطای اندازه‌گیری سنسورهای فشار عدم قطعیت مربوطه محاسبه و بر روی داده‌های تجربی شکل (۱۱) نشان داده شده است. همچنین، در شکل (۱۲) تغییرات عدد ماخ داخل نازل بر روی دیواره‌ها مشاهده می‌شود.

این نتایج با نتایج عددی مقایسه شده است. به این منظور از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شد. از فرم کامل معادلات ناویر–استوکس در حالت تقارن محوری با رویکرد چگالی مبنا و پایا برای شبیه‌سازی عددی نازل استفاده شده است. همچنین، از مدل k-ε,RNG برای مدل‌سازی آشفتگی جریان، از روش رو برای تخمین شار ناشی از عبارت جابه‌جایی و از روش تفاضل مرکزی برای تخمین شار پخش معادلات استفاده شده است. دقّت حل عددی نیز مرتبه دو است. میدان داخل نازل مطابق با مدل تجربی به همراه دامنه بیرونی آنکه به‌صورت یک استوانه با شعاع ۱۵۰ میلی‌متر و طول ۳۵۰ میلی‌متر در نظر گرفته شد. شرایط ورودی و خروجی میدان نیز مطابق با آزمایش‌های تجربی (NPR=6.6) در نظر گرفته شد. استقلال حل از شبکه نیز مورد بررسی قرار گرفت. همچنین، مقدار +y روی دیوارهٔ نازل در شبیه‌سازی بین ۳۰ تا ۳۰۰ به دست آمد. نتایج نشان می‌دهد که تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و نتایج عددی وجود دارد.



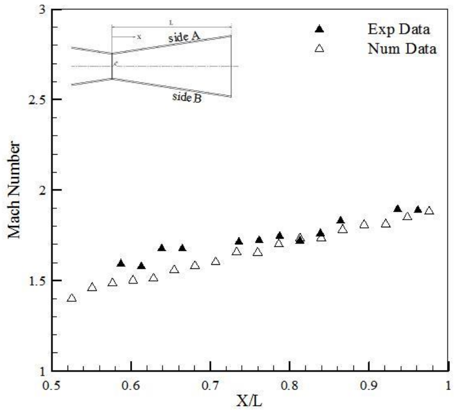
الف) سمت A نازل



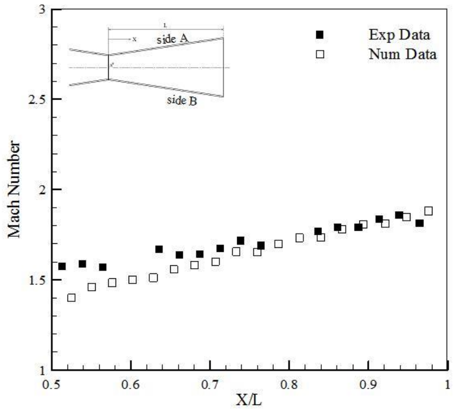
ب) سمت B نازل

شکل «۱۱»: نمودار توزیع فشار استاتیک بر دیوارهٔ نازل.

بررسی اثرات نصب برآمدگی‌های یگانه و دوگانه با چیدمان عرضی. برای بررسی اثرات ناشی از حضور برآمدگی‌های متقابل بر بردار پیشرانش نازل، دو برآمدگی در موقعیت‌های ۸۰ درصد از گلوگاه در قسمت واگرای نازل به‌صورت شعاعی با زاویهٔ ۴۵ درجه نصب و نیروهای جانبی و محوری بر نازل اندازه‌گیری می‌شود. برای بررسی اثرات میزان نفوذ برآمدگی‌ها، برآمدگی‌های مزبور در چهار میزان نفوذ مختلف قرار داده می‌شود. البته، در این حالت‌ها میزان نفوذ هر دو برآمدگی به‌طور یکسان است. مقدار نیروی عرضی و محوری وارد بر نازل در شکل‌های (۱۳ و ۱۴) برای دو حالت مختلف نشان داده شده است.



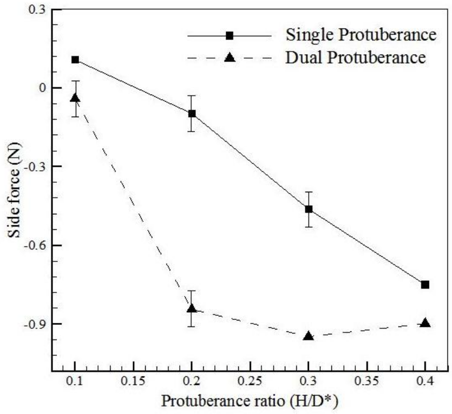
الف) سمت A نازل



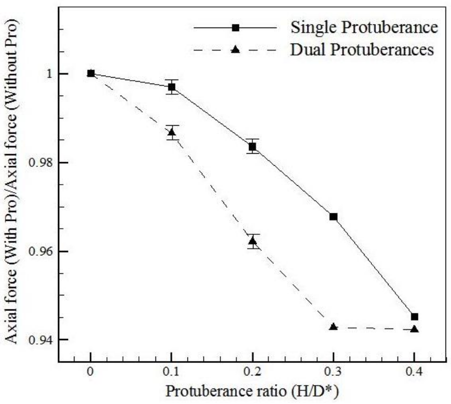
ب) سمت B نازل

شکل «۱۲»: نمودار توزیع عدد ماخ بر دیوارەهای نازل.

در حالت اوّل از یک برآمدگی با میـزان نفوذهـای مختلـف و در حالـت دوم از دو برآمـدگی بـا میـزان نفوذهای مختلف استفاده شده است. نتـایج حاصـل در دو نسبت فشار (NPR=7.8,6.6) بار نشان می‌دهد؛ کـه در هر دو حالت با افزایش میـزان نفـوذ برآمـدگی(ها)، نیـروی جـانبی وارد بـر نـازل افـزایش یافتـه اسـت. همچنین، مشاهده می‌شود که در حالت اوّل (در حضور یک برآمدگی) در نسبت نفوذهـای (H/D^*) بـالاتر از ۰/۱، راستای نیروی جانبی وارد بر نـازل تغییـر جهـت داده است. درحـالی‌کـه در حالـت دوم (در حضـور دو برآمدگی) در کلیه حالت‌ها، راستای نیروی جانبی تغییر نکرده است. علاوه بر موارد ذکر شـده، افـزایش شـیب تغییرات در حالتی است که از دو برآمدگی استفاده شده است. البتّه، این افزایش شیب تنهـا در محـدوده ایسـت که نسـبت نفـوذ دو برآمـدگی از ۰/۱ بـه ۰/۲ افـزایش یافته است و در نسبت نفوذهای بالاتر (در حالـت دوم) میزان تغییرات چشمگیر نیست.



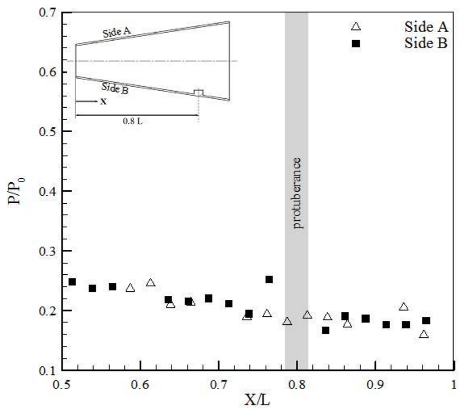
شکل «۱۳»: مقایسه نیروی‌های جانبی با حضور ۲ برآمدگی و یک برآمدگی.



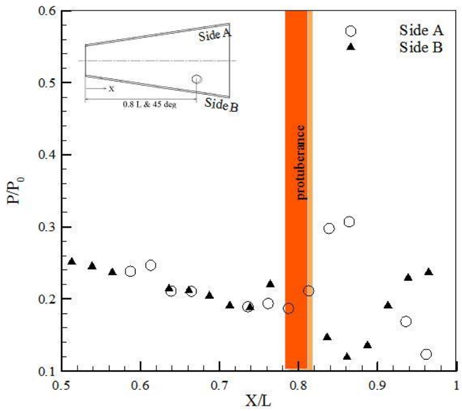
شکل «۱٤»: مقایسه نیروی‌های محوری با حضور ۲ برآمدگی و یک برآمدگی.

روند تغییرات نیروهای محوری وارد بـر نـازل در شکل (١٤) نشان می‌دهد که در هر دو حالت با افزایش نسبت نفـوذ برآمـدگی‌هـا، نیـروی پیشـرانش محـوری کاهش یافتـه اسـت و تقریبـاً در بـدترین شـرایط ایـن کاهش به ٤ درصد نیز می‌رسد. البته، میـزان کـاهش در حالت دوم نسبت به حالت اوّل (در شرایط نسبت نفوذ برآمدگی یکسان) بیشتر است (تقریباً دو برابر). ولی در

حالتی که نسبت نفوذ برآمدگی‌ها به ۰/٤ رسیده، این افزایش به‌صورت تقریباً یکسان بوده است. به نظر می‌رسد در این حالت امواج موج ضربه‌ای خمیده شکل گرفته در بالادست دو برآمدگی (حالت دوم) در شرایطی که نسبت نفوذ برآمدگی‌ها ۰/٤ بوده است، با یکدیگر ترکیب شده‌اند. لذا، از روند کاهش قبلی که شامل دو موج ضربه‌ای خمیده جداگانه بوده، جلوگیری کرده است. برای درک بهتر از فیزیک جریان اثرات ناشی از حضور برآمدگی‌ها در دو حالت مذکور بر توزیع فشار روی دیواره‌های نازل در شکل‌های (۱۵ و ١٦) نشان داده شده است.



الف) برآمدگی یگانه

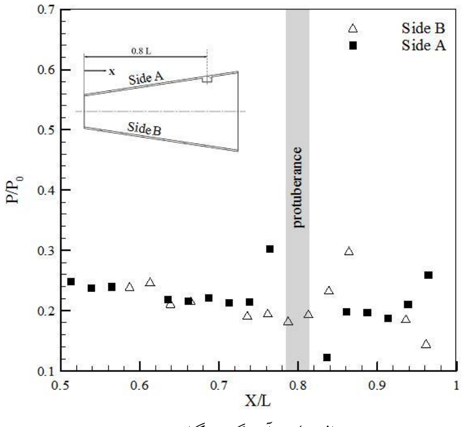


ب) برآمدگی دوگانه

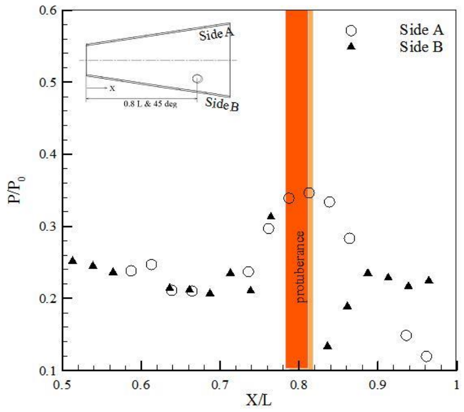
شکل «۱۵»: توزیع فشار بر دیواره‌های نازل در نسبت نفوذ برآمدگی ($H/D^* = 0.1$)

در شکل (۱۵) تغییرات ضریب فشار بر دیوارهٔ نازل در دو حالت مذکور و در نسبت نفوذ ۰/۱ ($H/D^* = 0.1$) نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که در حالت با برآمدگی یگانه، در بالادست برآمدگی (در طرف B) ضریب فشار افزایش یافته است. مطابق تحقیقات قبلی [15] این افزایش ناشی از تشکیل یک موج ضربه‌ای خمیده در بالادست برآمدگی است. همچنین، در پایین‌دست برآمدگی نیز کاهش در ضریب فشار مشاهده می‌شود که ناشی از ایجاد دنباله در پایین‌دست برآمدگی است. در ادامه، جریان یک روند کاهشی تدریجی را طی می‌کند که ناشی از افزایش سرعت جریان درون نازل است. این فرآیند در طرف A نازل (طرف مقابل برآمدگی) چندان قابل‌ملاحظه نیست که نشان می‌دهد موج ضربه‌ای خمیده شکل گرفته در بالادست برآمدگی به دیوارهٔ مقابل برخورد نکرده است. در حالت دوم که از دو برآمدگی استفاده شده نیز افزایش فشار و کاهش آن در دو طرف برآمدگی‌ها (طرف B) قابل مشاهده است. البته، در این حالت میزان افت فشار در پایین‌دست برآمدگی‌ها نسبت به حالت قبل بیشتر است.

به نظر می‌رسد علّت این پدیده اثرات انسدادی شدیدتر برآمدگی‌ها در این حالت و افزایش وسعت ناحیهٔ دنباله پشت برآمدگی‌ها باشد. در طرف A رفتار کاملاً متفاوت است. به‌گونه‌ای که افزایش ضریب فشار در سمت A کاملاً مشهود است این نشان می‌دهد که در این حالت موج ضربه‌ای خمیده به دیوارهٔ مقابل (سمت A) برخورد کرده و نهایتاً منعکس شده است. به نظر می‌رسد عامل اصلی اختلاف در جهت نیروی جانبی در نسبت نفوذ (۰/۱) نیز وجود موج ضربه‌ای انعکاسی در حالت دوم (در حضور برآمدگی‌های دوگانه) است که در تصاویر شلرین قابل برداشت است.



الف) برآمدگی یگانه

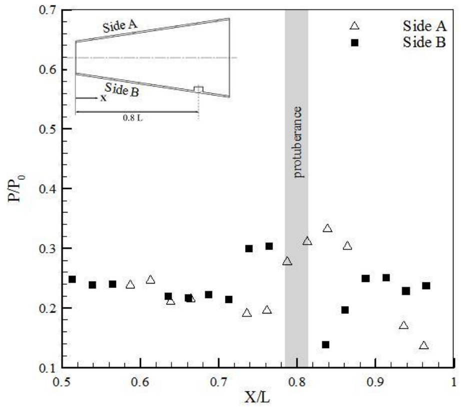


ب) برآمدگی دوگانه

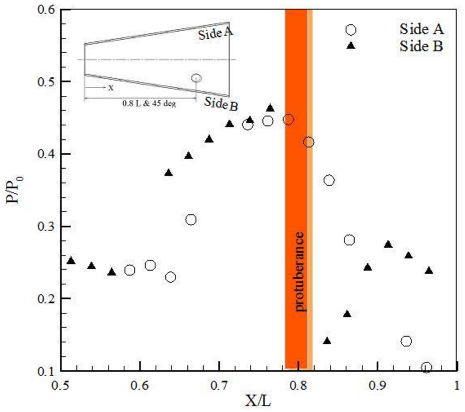
شکل «۱۶»: توزیع فشار بر دیواره‌های نازل در نسبت نفوذ برآمدگی ($H/D^* = 0.2$)

برای این منظور تغییرات ضریب فشار بر روی دیواره‌ها در شکل‌های (۱۸-۱۶) در سایر حالت‌ها با نسبت نفوذ مختلف ($H/D^* = 0.2 - 0.4$) نشان داده شده است. تصاویر شلرین در نسبت نفوذهای مختلف در حالت‌های اوّل و دوم در شکل‌های (۱۹ و ۲۰) نشان داده شده است. مقایسه شکل (۱۹- الف) با (۲۰ -الف) حضور موج ضربه‌ای انعکاسی خارج شده از نازل را به‌خوبی نشان می‌دهد.

نتایج نشان می‌دهد که همان پدیده‌هایی که در حالت دوم (در حضور دو برآمدگی) با نسبت نفوذ ۰/۱ اتفاق افتاده، در سایر حالت‌ها نیز اتفاق افتاده است؛ یعنی موج ضربه‌ای خمیده از بالادست برآمدگی(ها) بر دیوارۀ مقابل برخورد کرده و از آنجا به بیرون نازل امتداد یافته است. این موضوع در تصاویر شلرین در شکل‌های (۱۹-ب، ج، د) و (۲۰-ب، ج، د) نیز مشاهده می‌شود. علی‌رغم تشابه میدان جریان در این حالت‌ها، پدیده‌های دیگری نیز در این شکل‌ها قابل مشاهده است. یکی از این پدیده‌ها، پیشروی نقطه تشکیل موج ضربه‌ای خمیده در بالادست برآمدگی(ها) به سمت گلوگاه نازل با افزایش نسبت نفوذ برآمدگی است



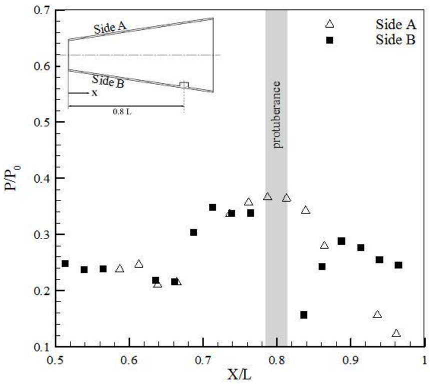
الف) برآمدگی یگانه



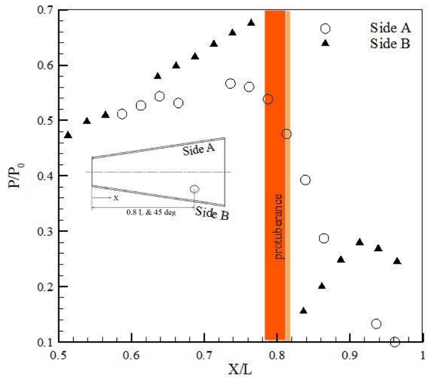
ب) برآمدگی دوگانه

شکل «۱۷»: توزیع فشار بر دیواره‌های نازل در نسبت نفوذ برآمدگی ($H/D^* = 0.3$)

البته، محل تشکیل موج ضربه‌ای در بالادست برآمدگی در حالتی که از دو برآمدگی استفاده شده نسبت به حالتی که از یک برآمدگی استفاده شده (در نسبت نفوذ یکسان) به گلوگاه نازل نزدیک‌تر شده است (شکل الف- ۱۶ و ۱۷ و ۱۸). همچنین، در تمامی حالت‌ها با پیشروی نقطه تشکیل موج ضربه‌ای، موج ضربه‌ای شکل گرفته از قدرت بیشتری برخوردار است.



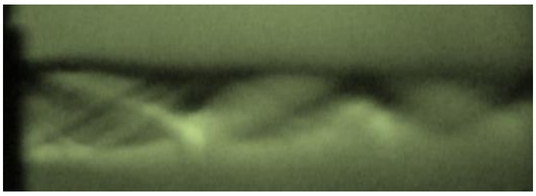
الف) برآمدگی یگانه

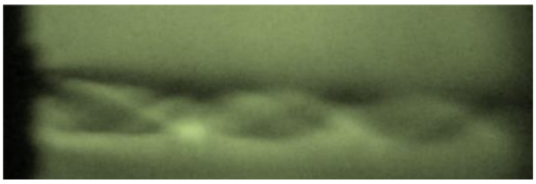


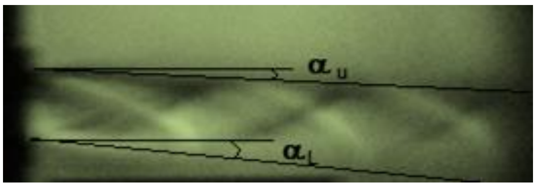
ب) برآمدگی دوگانه

شکل «۱۸»: توزیع فشار بر دیواره‌های نازل در نسبت نفوذ برآمدگی $(H/D^* = 0.4)$

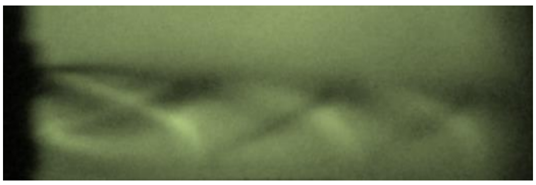
تشکیل یک ناحیهٔ پرفشار در پایین‌دست محل تشکیل موج ضربه‌ای از پدیده‌های دیگر قابل مشاهده است (شکل ۱۷ و ۱۸) که در ادامه (تا محل نصب برآمدگی) یک روند افزایشی در آن قابل مشاهده است. این نشان می‌دهد که رژیم جریان موجود در بین برآمدگی و موج ضربه‌ای خمیده در محدودهٔ مادون صوت قرار دارد. لذا، می‌توان انتظار داشت که این ناحیهٔ خود به‌عنوان یک مانع در درون جریان اثر گذارد. موضوع دیگری است که کاهش سرعت جریان در این ناحیه با افزایش نسبت نفوذ نیز شدّت گرفته است. این را می‌توان در ماکزیمم ضریب فشار در بالادست برآمدگی‌ها نیز مشاهده نمود. این پدیده در حالتی که از دو برآمدگی استفاده شده با شدّت بیشتری مشاهده می‌شود هرچند که در بین دو برآمدگی یک فضای خالی برای عبور جریان وجود دارد. ولی به نظر می‌رسد این فاصله کمکی به کاهش فشار نکرده و موج ضربه‌ای شکل گرفته در بالادست دو برآمدگی با یکدیگر ترکیب شده‌اند.


الف) $H/D^* = 0.1$


ب) $H/D^* = 0.2$

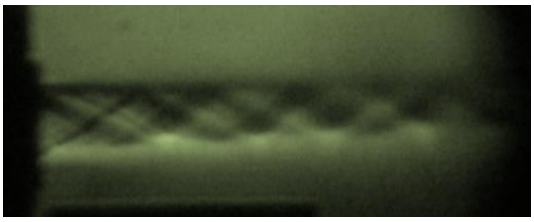


ج) $H/D^* = 0.3$

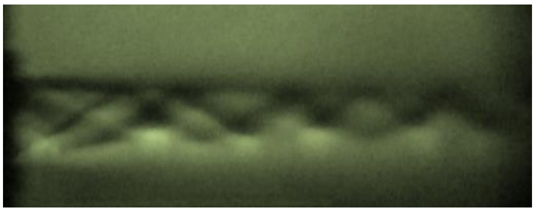

د) $H/D^* = 0.4$

شکل «۱۹»: تصاویر شلرین جت خروجی در میزان نفوذ برآمدگی مختلف در نازل با دو برآمدگی.

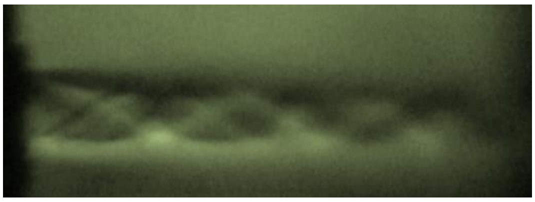
مقایسهٔ تغییرات ضریب فشار در پایین‌دست برآمدگی‌ها نیز نشان می‌دهد که با افزایش نسبت نفوذ برآمدگی‌ها در هر دو حالت (با برآمدگی یگانه و دوگانه) وسعت ناحیهٔ دنباله از افزایش بیشتری برخوردار بوده است. همچنین، کاهش بیشتر ضریب فشار در این ناحیه با افزایش نسبت نفوذ برآمدگی بیانگر شدّت گرفتن اثرات انسدادی برآمدگی‌ها و تقویت ناحیهٔ دنباله است. به‌علاوه، مشاهده می‌شود که استفاده از دو برآمدگی باعث افزایش وسعت ناحیهٔ دنباله بدون تقویت آن نسبت به حالت برآمدگی یگانه شده است (شکل ١٦ و ١٧ و ١٨).



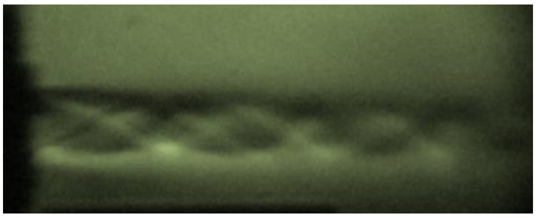
الف) $H/D^* = 0.1$



ب) $H/D^* = 0.2$



ج) $H/D^* = 0.3$



د) $H/D^* = 0.4$

شکل «٢٠»: تصاویر شلرین جت خروجی با یک برآمدگی در میزان نفوذ مختلف.

برای توزیع فشار بر روی دیوارهٔ مقابل (در حالت‌های مورد بحث) نیز نشان می‌دهد که با پیشروی محل تشکیل موج ضربه‌ای، محل برخورد آن بر دیوارهٔ مقابل نیز به سمت گلوگاه نازل پیشروی کرده است. البته، انتظار می‌رود که بعد از موج ضربه‌ای برخورد کرده با دیوارهٔ نازل، به خاطر مافوق صوت بودن جریان، سرعت جریان نیز کاهش یابد. این موضوع دوحالتی که از یک برآمدگی استفاده شده کاملاً قابل مشاهده است.

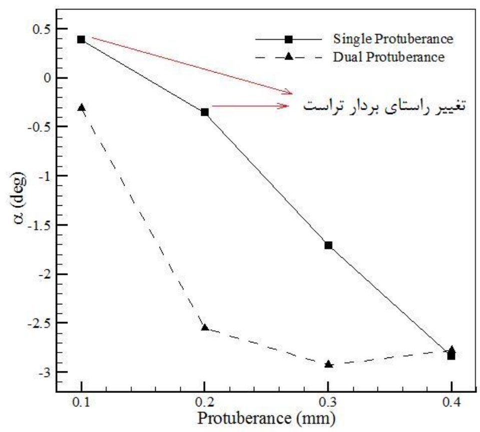
در حالتی که در برآمدگی دوگانه یک روند ثابت و یا گاها افزایشی در توزیع فشار روی دیوارهٔ مقابل (طرف A) تا محل نصب برآمدگی قابل رؤیت است این نشان می‌دهد که ناحیهٔ مادون صوت شکل گرفته در بالادست برآمدگی‌ها (همان‌طور که در قسمت قبل به آن اشاره شد) به‌صورت یک مانع در روبروی جریان اثر کرده و باعث ایجاد یک گلوگاه ثانویّه مجازی در نزدیکی محل نصب برآمدگی‌ها در نازل شده است. گلوگاهی که در ورودی آن جریان مافوق صوت و در خروجی آن نیز جریان مافوق صوت است. لذا، افزایش ضریب فشار در قبل و کاهش آن در بعد از برآمدگی‌ها بر روی دیوارهٔ سمت A قابل مشاهده است. این نشان می‌دهد که افزایش زیاد برآمدگی‌ها (در حالت دوم) چندان مؤثر و مناسب به نظر نمی‌رسد. در شکل (٢١) زاویهٔ انحراف جریان (زاویهٔ بردار پیشرانش) در دو حالت (برآمدگی یگانه و دوگانه) نشان داده شده است. این زاویهٔ مطابق رابطهٔ (١) به‌دست‌آمده است:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{F_s}{F_a}\right) \qquad (١)$$

این نتایج نشان می‌دهد که در حالت (١) (با یک برآمدگی) با افزایش نسبت نفوذ، زاویهٔ انحراف به‌صورت خطی افزایش یافته است. این در حالی است که در حالت (٢) (با دو برآمدگی) روند خطی شیب تغییرات از نسبت نفوذ ٠/١ تا ٠/٢ بسیار شدیدتر از

نسبت نفوذهای بالاتر است. برای مقایسه بهتر نتـایج در این دو حالت می‌توان به این نکته اشـاره نمـود کـه در حالت ۲ در نسبت نفوذ ۰/۲ زاویهٔ پیشرانش به نزدیـک ۲/۷ درجه رسـیده اسـت. ایـن در حـالی اسـت کـه در حالـت ۱ بـرای رسـیدن بـه ایـن زاویـهٔ نسـبت نفـوذ برآمدگی بایستی در حدود ۰/٤ باشد.

از نظر مقدار میـزان افـت پیشـرانش محـوری، در حالت (۱) برای رسیدن به زاویهٔ انحراف نزدیک به ۲/۷ درجه در حدود ۵/۵ درصد از پیشرانش محوری کاهش می‌یابـد درحـالی‌کـه در حالـت (۱) (بـا اسـتفاده از دو برآمدگی) نزدیک به ۳/۵ درصد از پیشـرانش محـوری کاسته شده است. برای تأیید بیشتر نتایج به‌دسـت‌آمـده، زاویهٔ بـردار پیشـرانش از طریـق تصـاویر شـلرین نیـز محاسبه و در شکل (۲۲) نشان داده شده است [15].

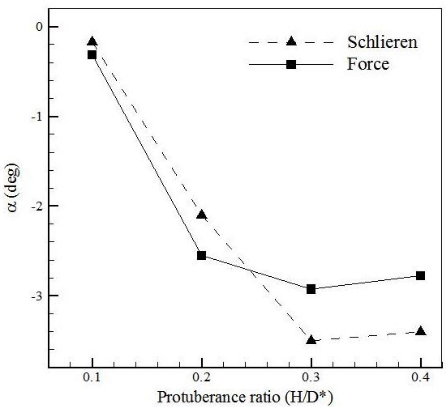


شکل «۲۱»: مقایسه زوایای بردار پیشرانش در حالت برآمدگی یگانه و دوگانه در نسبت نفوذهای مختلف.

نتایج نشان می‌دهد زاویهٔ انحراف جریان خروجـی نازل تطابق خوبی با بردار پیشـرانش بـه‌دسـت‌آمـده از نیروهای وارده دارد. برای محاسبه زاویهٔ انحراف جریان از رابطهٔ (۲) استفاده شده است.

$$\alpha_{ave} = \frac{\alpha_l+\alpha_u}{2} \qquad (۲)$$

این نتایج نشان مـی‌دهـد کـه در حـالتی کـه از دو برآمدگی استفاده می‌شود نیز مـی‌تـوان از ایـن تکنیـک برای تخمین زاویهٔ بردار پیشرانش استفاده کـرد. زاویـهٔ بردار پیشرانش نازل با زاویهٔ انحراف جریان خروجی از نازل که از تصاویر شلرین و بـه‌دسـت‌آمـده اسـت، در شکل (۱۷) مقایسه شده است.



شکل «۲۲»: نمودار مقایسه زاویهٔ انحراف جت خروجی از تصاویر شلرین با زاویهٔ بردار پیشرانش در نسبت برآمدگی‌های مختلف دوگانه.

نتیجه‌گیری

در این تحقیق اثرات ناشی از اعمال برآمدگی‌های یگانه و دوگانه با چیدمان عرضی بر بردار پیشرانش یک نازل همگرا واگرا در رژیم مافوق صوت به‌صـورت تجربـی مورد بررسی قرار گرفت. عدد ماخ اسمی نازل ۲ است. در تمامی آزمایش‌ها فشـار ثابـت در نظـر گرفتـه شـده اسـت برآمـدگی‌هـا در فاصلـه ۸۰ درصـد از قسـمت واگرای نازل به‌صورت یگانه و دوگانه نصب شـده‌انـد. اثرات نسبت نفوذ برآمدگی‌ها بر میدان جریان از طریـق مشاهده جریان (تصـویربرداری شـلرین) انـدازه‌گیـری فشار روی دیواره‌هـا انجـام شـده اسـت. نتـایج نشـان می‌دهد:

۱- بـا اسـتفاده از برآمـدگی‌هـای دوگانـه در نسـبت نفـوذهـای کمتـر از ۰/۲ شـیب تغییـرات زاویـهٔ بـردار

پیشرانش بسیار بیشتر از حالتی است که از یک برآمدگی استفاده می‌شود. البته در نسبت نفوذهای بالاتر، روند افزایش زاویهٔ پیشرانش در این حالت بسیار کمتر می‌شود.

۲- با اعمال یک برآمدگی یک رفتار خطی بین نسبت نفوذ برآمدگی و زاویهٔ پیشرانش حتی در نسبت نفوذهای بالا مشاهده می‌شود.

۳- در نسبت نفوذ کمتر از ۰/۲ در حالتی که از یک برآمدگی استفاده می‌شود، تغییر جهت در زاویهٔ بردار پیشرانش مشاهده می‌شود. درصورتی‌که در حالت دو برآمدگی این پدیده مشاهده نمی‌شود.

٤- استفاده از دو برآمدگی در نسبت نفوذهای بالای ۰/۳ اثرات مطلوبی بر میدان جریان نداشته و حتی می‌تواند باعث کاهش زاویهٔ بردار پیشرانش نیز شود.

۵- با استفاده از دو برآمدگی می‌توان در نسبت نفوذهای پایین‌تر ضمن دسترسی به زاویهٔ پیشرانش مورد نظر (در مقایسه با نصب یک برآمدگی) اتلاف پیشرانش محوری کمتری را داشت.

فهرست علایم

D^*	قطر گلوگاه (mm)
H	ارتفاع برآمدگی (mm)
L	طول قسمت واگرای نازل (mm)
P	فشار استاتیک (bar)
P_0	فشار کل (bar)
X	فاصله نقطه مورد نظر از گلوگاه (mm)
NPR	نسبت فشار نازل
α	زاویهٔ انحراف جت (degree)
α_s	زاویهٔ شلرین جت خروجی (degree)
F_a	زاویهٔ محوری جت خروجی (degree)

واژه‌نامه

برآمدگی	Protuberance
نازل همگرا–واگرا	C-D nozzle
بردار پیشرانش	Thrust Vector
زاویه انحراف	Deflection Angle
شلرین	Schelirin
نسبت نفوذ	Penetration ratio

مراجع

1. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *"Rocket Propulsion Elements*", John Wiley & Sons Inc, New York, (2001).
2. Gubse, R.D. "An experimental investigation of thrust vector control by secondary injection," NASA CR-297, (1965).
3. Dhinagaran, R. and Bose, T.K. "Comparison of Euler and Navier-Stokes solutions for nozzle flows with secondary injection", *AIAA Paper 96-0453, AIAA 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno*, NV Jan 15-18, (1996).
4. Lee, S.H., "Characteristics of dual transverse injection in scramjet combustor, Part 1: Mixing", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 5, (2006).
5. Anantesha, S.N. and Vamsidhar, D., "Numerical investigation and parametric study of fluidic thrust vectoring by shock vector control method, " *SASTECH* ,Vol. 6, No. 2, (2007).
6. Shin, C.S., "A computational study of thrust vectoring control using dual throat nozzle," *Journal of Thermal Science*, Vol. 19, No. 6 , pp. 486-490, (2010).

7. Deng, R., Kong, F. and Kim, H.D., "Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 28, No. 12, pp. 4979-4987, (2014).
8. Zmijanovic, V., Lago, V., Sellam, M. and Chpoun, A., "Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection," *Shock Waves*, Vol. 24, No. 1, pp. 97-111, (2014).
9. Deng, R., Setoguchi, T. and Kim, H.D., "Large eddy simulation of shock vector control using bypass flow passage," *Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 62, pp. 474-481, (2016).
10. Kong, F., Jin, Y. and Kim, H.D. "Thrust vector control of supersonic nozzle flow using a moving plate," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 30, No. 3, pp. 1209-1216, (2016).
11. Salemi, V.R., Sohrabi, S., Hojaji, M. and Soufivand, M.R., "Experimental study on the effects of secondary injection thrust vector in a Micro-Nozzles", *First National Conference on Advances and Challenges in Engineering and Technology*, Iran, (2016). (In Persian)
12. Salehifar, M., Tahani, M., Hojaji, M. and Dartoomian, A., "CFD modeling for flow field characterization and performance analysis of HGITVC", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 103, pp. 291-304, (2016).
13. Mokhtari, D., Hojaji, M. and Mokhtari, M., "Experimental study of the effect of Protuberance on the thrust vector in convergent-divergent micro nozzle", *16th International Conference of Iranian Aerospace Society*, *Khaje Naseerdin Tousi University of Technology*, Tehran, (2017). (In Persion)
14. Li, L., Hirota, M., Ouchi, K. and Saito, T., "Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment", *Shock Waves*, Vol. 27, No. 1, pp. 53-61, (2017).
15. Mokhtari, D., Hojaji, M. and Afrand, M., "Experimental investigation of the effect of cylindrical protuberance with different penetration the thrust vector a C-D nozzle in supersonic regime", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 5, pp. 1145-1154, (2019).
16. Mokhtari, D., Hojaji, M. and Afrand, M., "Experimental investigation of the effect of location of cylindrical protuberance on the thrust vector of a supersonic C-D nozzle", *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 9, No. 1, pp. 237-249, (2019).
17. Babaeyan, M.R. and Hojaji, M., "Experimental investigation of the penetration effects of opposite dual protuberances on thrust vector of a supersonic C-D nozzle", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 7, pp. 1741-1750, (2019).
18. Sharafi, A. and Mokhtari, D., "Experimental study of effect of obstacle presence and its geometry on thrust vector and outlet jet in a convergent-divergent micro nozzle", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 20, No. 5, pp. 1211-1221, (2020).
19. Tahani, M., Hojaji, M. and Mahmoodi, S.V., "Turbulent jet crossflow analysis with LES approach", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 88, No. 6, pp. 717-728, (2016).